



UNIVERSIDAD NACIONAL DE COLOMBIA

Cuarto informe parcial: Diseño y construcción de un prototipo UAV para la vigilancia de personas

Jonathan Leonard Crespo Eslava

Sebastian Diaz Martinez

Esperanza Margarita Palacios Vargas

Carlos Andrés Terán Jiménez

Ing. Manuel Amézquita Pulido

Universidad Nacional de Colombia
Facultad de Ingeniería
Proyecto Aplicado de Ingeniería
Bogotá, Colombia
Abril, 2017

RESUMEN

En este informe exponemos dos áreas previas al final del proceso de diseño del prototipo: El diseño y análisis de experimentos siguiendo la metodología DoE y la optimización del diseño.

Como tenemos dos bloques temáticos principales, la formulación del informe va a orbitar separadamente ambos tópicos. La primera sección lidiará con la planeación, resultados y aplicación de experimentos necesarios para asegurar un diseño apropiado de nuestro prototipo. En ella se discutirán los parámetros sobre los que se buscaba obtener información, la generación conceptual de los montajes que permitirán medirlos, el protocolo de toma de medida para estos y los criterios que al aplicarse nos dan facultad de validar si el diseño va a operar de forma satisfactoria.

Adicionalmente, puesto que en un equipo como el nuestro, que debe satisfacer un requerimiento tan sensible y delicado como es el vuelo, simultáneamente a otras actividades, incluimos una sección de experimentos a realizar no para validar el diseño, sino para corroborar su funcionamiento antes de la entrega final de prototipo, de forma que todo opere de forma óptima limitando lo más posible fallos catastróficos en su operación regular.

En la segunda sección trataremos con asuntos de optimización de diseño. En esta planteamos los parámetros que buscamos optimizar sobre este, sus restricciones (p.e. las contradicciones de diseño entre parámetros), la selección de la técnica a emplear para alcanzar el mejor diseño posible y la forma como esta fue aplicada, los resultados que nos dejó este trabajo realizado y cómo fueron aplicados para obtener una mejoría sustancial entre la primera versión del prototipo hasta la que adquirió el estatus de diseño final.

Para este proceso de optimización hicimos uso de herramientas computacionales de diseño, tales como software de simulación de fluidos, software de diseño asistido por computador, software de diseño de circuitos y programadores de sistemas embebidos. Estos permiten un mejor control de los parámetros y representan una reducción considerable del trabajo, más aún si tenemos en cuenta que por motivos del tipo de objetivo de diseño la optimización se realiza de forma ensayística e iterativa.

Finalizamos pues con conclusiones sobre el proceso realizado y recomendaciones sobre futuras actividades.

TABLA DE CONTENIDO

LISTADO DE FIGURAS

LISTADO DE TABLAS

SIMBOLOGÍA Y NOMENCLATURA EMPLEADA

INTRODUCCIÓN

1. DISEÑO EXPERIMENTAL

1.1. Planeación del Diseño Experimental

1.2. Resultados y Discusión de los Resultados Experimentales

1.3. Aplicación de los Resultados Experimentales al Diseño del Prototipo

1.4. Experimentos a Considerar para la Prueba del Prototipo

2. OPTIMIZACIÓN

2.1 Formulación de los Objetivos y el Problema de Optimización

2.1.1. Selección de la Técnica de Optimización a Utilizar

2.2. Planteamiento del Modelo de Optimización

2.3. Resultados y Discusión de los Resultados del Proceso de Optimización

2.4. Aplicación de los Resultados al Proceso de Optimización al Diseño del

Prototipo

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

LISTADO DE FIGURAS

Figura 1. Alternativa de montaje 1

Figura 2. Alternativa de montaje 2, en plano.

Figura 3.

Figura 1. Versión 1_0 PCB.

Figura 2. Versión 2 y final del SHIELD.

LISTADO DE TABLAS

En este informe no se hizo uso de tablas. Por este motivo, dejamos esta lista en blanco.

SIMBOLOGÍA Y NOMENCLATURA EMPLEADA

DoE: Diseño de Experimentos, por sus siglas en inglés.

PCB: Tablero de Circuitos Impresos, por sus siglas en inglés.

SHIELD: PCB (Printed Circuit Board) que se ensambla con una tarjeta de desarrollo para facilitar la conexión de una utilidad específica.

INTRODUCCIÓN

A lo largo del semestre en curso, hemos desarrollado el concepto, conformación y posterior optimización de un vehículo aéreo no tripulado tipo dron para realizar tareas de vigilancia y supervisión. En previas entregas se han especificado detalles de diseño, selección y posterior optimización. En esta entrega en particular, se explora con mayor detalle la inclusión de las consideraciones que permiten refinar este trabajo al máximo, interpretado sea como la búsqueda de los parámetros más definitivos que conciernen al desarrollo del proyecto, buscando en todo caso que los dispositivos que ya se han seleccionado en fases anteriores realicen sus tareas con el mejor nivel de sus prestaciones, tales como un equilibrio adecuado, calibración de dispositivos, definición completa de la respuesta de los elementos para asegurar control y respuesta.

A continuación, se exponen los procedimientos llevados a cabo por el grupo para proporcionar al proyecto un rendimiento óptimo cuando se llevan a cabo sus labores, soportado por las recomendaciones de otros diseñadores y apoyado por el conocimiento empírico de profesores de ingeniería.

1. DISEÑO EXPERIMENTAL

1.1 Planeación del Diseño Experimental

El experimento principal corresponde a la caracterización del empuje de las hélices, puesto que este es quien define la capacidad de carga de cada motor, y por tanto, del dron. Este parámetro se vuelve sumamente fundamental en la relación de peso que se puede aplicar al vehículo (en términos de los límites) y también se pretende caracterizar la resolución y las señales de control asociadas con el movimiento de cada uno de los motores.

Inicialmente, para solucionar el aspecto respectivo al montaje, se parte de soluciones propuestas en portales recomendados, con una amplia experiencia en experimentos asociados a la característica que se quiere definir. Otra ayuda se recibió por parte del profesor de la asignatura de servomecanismos, Dr. Eng. Victor Hugo Grisales, quien ha proporcionado una idea para realizar la caracterización basado en otra perspectiva, muy similar a la que ya se tenía en cuenta para el experimento, diferenciándose solamente por la orientación en el montaje, y por tanto, en la componente de contrapeso.

1.1.1 Modelación del experimento

La idea principal del experimento se basa en la diferencia entre el peso de una carga asociada al motor (incluyendo el peso del propio motor), y la sustentación que este proporciona cuando se le suministran diferentes proporciones de energía eléctrica.

El experimento también se basa en gran medida a una utilidad con la que cuentan casi todos los dispositivos de pesado, la función *tara*, que establece el valor de referencia a partir del peso que se le haya cargado, en el momento de la activación, al dispositivo, es muy útil cuando, por ejemplo, se requiere pesar una sustancia que por si misma no puede establecerse en la superficie de apoyo de la gramera, y que por tanto se contiene dentro de un recipiente. Dado que no se desea conocer el peso del conjunto sustancia-contenedor, sino sólo sustancia, se resta el peso del contenedor con la función *tara* antes de depositar la sustancia.

A este punto, vale la pena aclarar que el peso de la masa asociada con el motor (contrapeso) no debe cumplir otro requisito más que ser suficiente como para mantener aterrizado al motor sobre la superficie de la gramera, debido a dos condiciones:

1. Si el empuje del motor excede el contrapeso, entonces el montaje no será suficiente para determinar el empuje, debido a que el contacto entre superficie de pesado y contrapeso se pierde.
2. La segunda consideración, y probablemente la más importante, se debe asegurar la seguridad del montaje, para el mismo equipo de medición como para los practicantes que desarrollan las pruebas.

SENSOR: El dispositivo de pesado (**gramera**) debe ser lo suficientemente precisa como para determinar las cargas reducidas por el motor. Para el propósito del proyecto, se considera suficiente la resolución de 1[g], representando este valor al menos tres órdenes de magnitud por debajo de las unidades normalmente asociadas.

MOTOR BRUSHLESS: Un motor que se alimenta por DC, aunque estrictamente, tiene un comportamiento AC. Es una alternativa poderosa y liviana para proporcionar empuje al vehículo. Una caracterización adecuada decidirá si proporcionará suficiente sustento al proyecto, además de especificar las órdenes bajo las cuales debiera estimularse para proporcionar el sustento asociado.

DRIVER DE MOTOR: (ESC) Todos los motores deben controlarse por medio de un dispositivo que dosifica la energía que lo alimenta, y aquí yace todo el principio que relaciona el enigma de energía DC a AC. El driver es un dispositivo fundamental para el experimento, ya que de ninguna forma podría alimentarse el motor si no tiene la etapa de regulación.

CONDUCTORES: o cables, aunque parezcan insignificantes para la práctica, estos conectores pueden presentar muchas dificultades cuando se realizan las pruebas de empuje, dado que estas conexiones representan fuerzas exógenas, muy perjudiciales para el desarrollo de las pruebas. Algunas consideraciones adicionales, como fijarlos a un punto y considerarlos en la *tara* son importantes.

TARJETA DE CONFIGURACIÓN: Como en muchos otros casos, el uso de la tarjeta ARDUINO resulta muy útil en esta etapa, debido a que es la forma más precisa y eficiente para configurar los motores del proyecto. La comunicación directa de esta tarjeta y el driver del motor proporciona una lectura y escritura adecuada de los valores de pruebas.

1.2 Resultados y discusión de los resultados experimentales.

El montaje se realiza por medio de una palanca que pivota alrededor de su punto medio, a un extremo (el superior) está asociada una hélice, que realizará el empuje y será la fuente del momento de par desarrollado en la palanca, al otro extremo, se encuentra un extensor de la palanca apoyado sobre el dispositivo de medida. Cualquier variación en la fuerza efectuada por la hélice generará una diferencia entre las lecturas del dispositivo de medida.

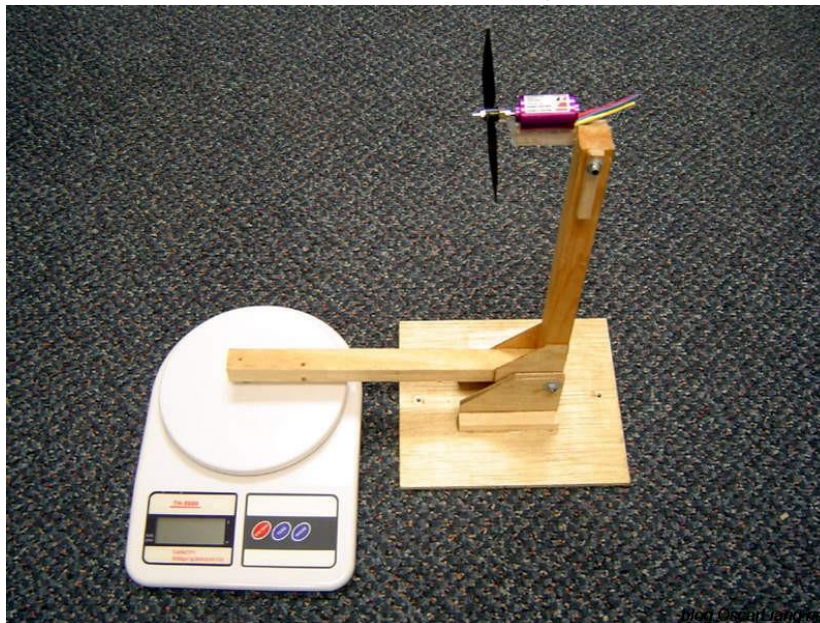


Figura 1. Alternativa de montaje 1 para el experimento de empuje del motor.

ALTERNATIVA 2:

Se genera un cajón que almacenará un contrapeso, y estará amarrado al motor, y el conjunto completo estará dispuesto sobre el sensor. Entonces, las variaciones en la alimentación del motor generarán un empuje que restarán el efecto de la gravedad al instrumento de medición, generando una lectura del efecto de cada una de las configuraciones en el driver con respecto al empuje del motor, aspecto objetivo del experimento.



Figura 2. Alternativa de montaje 2, en plano.

ALTERNATIVA SELECCIONADA: La segunda alternativa se considera la más sencilla y posible de implementar, pues aunque la primera de las alternativas es una prueba muy común para medir el empuje, la segunda permanece válida y es suficiente para los propósitos del proyecto, las consideraciones adicionales que genera el primer montaje pueden llevar a conflictos con los resultados, mientras que en el otro caso, los principios asociados y los modelos son fáciles de interpretar.

MODELO:

El modelo de este experimento es muy sencillo, se plantea una ecuación de equilibrio para el sistema, pues si bien se conoce que hay variaciones en la aceleración (lado derecho de la ecuación) estas no se consideran lo suficientemente alternantes como para generar un cambio en el modelo, que en esencia permanece estático.

$$\begin{aligned}\sum F &= 0 \\ F_{helice} - W &= 0 \\ \Delta F &= 0\end{aligned}$$

es importante denotar que no se va a tratar con cada una de las fuerzas, debido a que las lecturas que proporciona el instrumento no se relacionan a ningún efecto, sino más bien a la diferencia que realizan en conjunto las dos fuerzas.

LINEALIZACIÓN:

Por medio de Excel y el procedimiento básico para linealización por mínimos cuadrados, se determina el valor de la relación entre el empuje y la alimentación, dada por el porcentaje de la tensión que estimula el motor. Inicialmente, se puede apreciar que la tendencia no es lineal Figura 3 , por tanto, para linealizar, las abscisas se pasan por una corrección logarítmica, tal que ahora presenten una relación completamente lineal.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos tras el posterior tratamiento de los valores de las abscisas, una relación lineal es el resultado y se obtiene una ecuación para determinar el empuje en gramos dado por un cierto porcentaje de alimentación del motor. Figura 4.

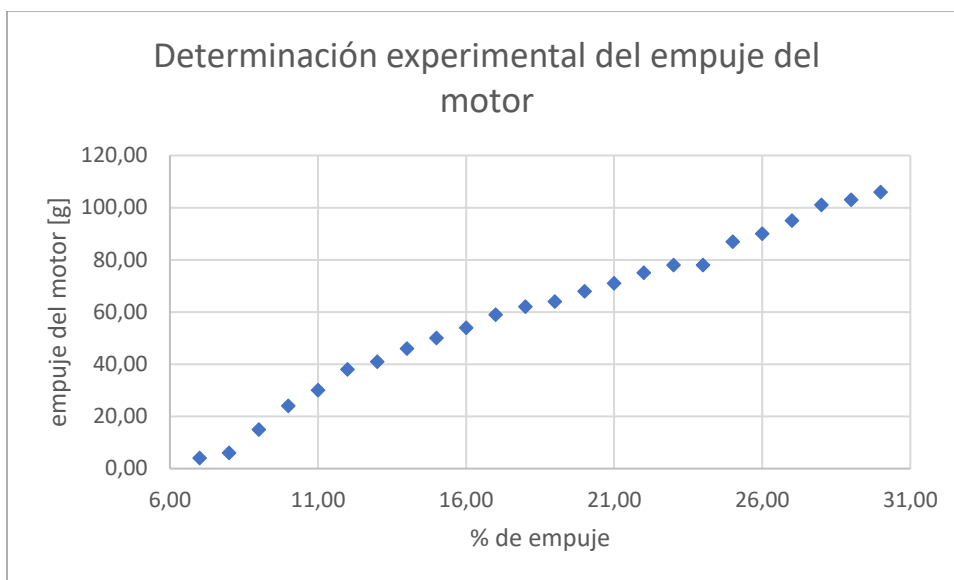


Figura 3 Curva inicial del comportamiento del motor bajo un estímulo del 7% al 30%.

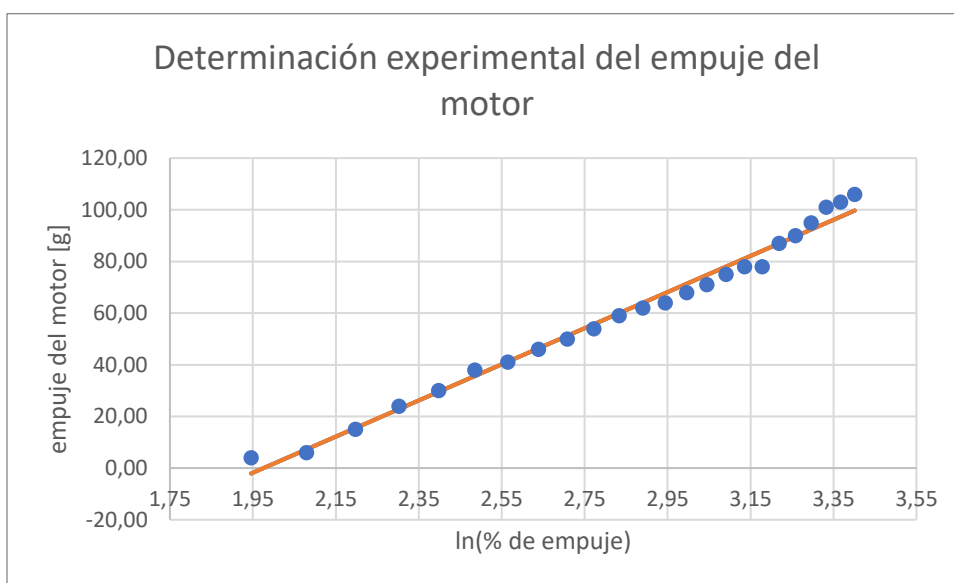


Figura 4 Curva linealizada para caracterizar el motor.

La relación obtenida está especificada en la ecuación que sigue:

$$\underline{Thrust (\% feed) = 69,94 * \ln(\% feed) - 138,17 [gr]}$$

1.3. Aplicación de los Resultados Experimentales al Diseño del Prototipo

Por medio de los resultados obtenidos, se han determinado las señales de control para obtener los resultados deseados desde cada una de las esquinas del dron, así se podrá asegurar estabilidad y controlabilidad del sistema. Las pruebas sobre el dispositivo serán posteriormente

documentadas y soportadas por material audiovisual para establecer un precedente de configuración para este tipo de dispositivos.

1.4. Experimentos a Considerar para la Prueba del Prototipo

- Determinación del nivel de vibración en el sistema para balanceo de los motores.
- Alcances máximos de las señales de video, control y detección inalámbricas.
- Autonomía del UAV a máxima potencia de consumo del sistema.
- Altura alcanzable sin perder vista del prototipo.

2. OPTIMIZACIÓN

Se dice que un diseño es óptimo si sus especificaciones y propiedades lo convierten en el mejor dentro de un conjunto de diseños posibles. Este conjunto disponible está limitado por las restricciones de diseño existentes para el sistema, que pueden ser de diversas índoles. Habitualmente se acostumbra a pensar de los problemas de optimización en términos de problemas de determinación de máximos y mínimos para funciones multivariable limitadas a un dominio.

Dependiendo de la naturaleza de las restricciones necesariamente impuestas sobre el diseño podremos usar diferentes métodos de optimización para encontrar una solución más ventajosa, estos métodos de optimización suelen ser sujetos a computarizar, cosa que permite hallar soluciones de forma más ágil y oportuna.

2.1. Formulación de los Objetivos y el Problema de Optimización

En el desarrollo de nuestro proyecto había dos principales componentes sujetos a la metodología de diseño tradicional, en los que se debía generar una configuración a medida de los requerimientos, mientras que todos los demás exigían determinación por medio de diseño en selección dentro del mercado (puesto que es imposible obtener las mismas especificaciones fabricandolas artesanalmente): La estructura y la placa de acople de componentes electrónicos conocida como SHIELD.

Por este motivo, haremos el seguimiento al proceso de optimización de forma individual para cada uno de estos, exponiendo su propios requerimientos, metodologías empleadas y resultados:

1. Estructura:

La estructura del dron es el conjunto de partes que sirve de soporte y alojamiento para todos los componentes electrónicos de esta aeronave, es la que le da al dron su reconocible forma característica y la que está expuesta a las condiciones ambientales y de operación durante el funcionamiento de este. Este conjunto de piezas deberá (objetivos):

→ Soportar los requerimientos mecánicos de la operación del dron

Esto significa no sufrir afectación física en vuelo dados los esfuerzos ejercidos por las condiciones de operación o el manejo del equipo. Ejemplos de esto pueden ser:

- ★ Que no se fracturen los brazos ni sus uniones por la flexión generada dadas las fuerzas verticales de generadas por las hélices que han de mantener el equipo en el aire ni por las laterales de desplazamiento plano del mismo
 - ★ Que las uniones entre partes soporten repetidas sesiones de ensamblaje y desensamblaje para carga de la pila (LiPo) o revisión y ajuste de los componentes.
 - ★ Que la estructura en general soporte caídas desde alturas de manipulación sin verse afectada en su integridad.
- Alojar todos los componentes electrónicos de la aeronave sin que estos sufran afectaciones por las condiciones de alojamiento

Esto se traduce en evitar daño físico a estas piezas:

- ★ Por mordedura, corte, compresión y arranque de material por apiñamiento en sus posiciones de ensamblaje.
 - ★ Por achicharramiento o alteración de forma producido por la disipación de calor entre estas durante su funcionamiento.
- Permitir la instalación y desacople sencillos de los componentes electrónicos de forma que no se afecten ni estos ni la estructura por el método de extracción escogido, tanto como favorecer el mantenimiento de las piezas en operaciones de manutención.

Esto de forma más detallada significa que:

- ★ Los agujeros no presenten agrietamiento al ubicar o extraer los tornillos de las posiciones de fijamiento de los componentes.
 - ★ Que no se partan ni deformen secciones de las partes por tensionar, torsionar o comprimir las en el ensamble y desensamble de la estructura.
 - ★ Tener geometrías que permitan la extracción de componentes electrónicos limitando el uso de maniobras extrañas y poco intuitivas.
 - ★ Hacer sencillas las operaciones que permiten la carga de la LiPo, la modificación del código y el testeado del sistema de desarrollo (Arduino).
- Tener una geometría exterior que favorezca el flujo de aire en torno a este

Este requerimiento es exclusivamente aerodinámico, e implica condiciones como:

- ★ Limitar el flujo turbulento en vecindades del exterior de la estructura.

- ★ Mantener el desprendimiento de la capa límite lo más atrás posible del frente de ataque del fluido de inmersión.
 - ★ Limitar las fuerzas de arrastre tanto como sea posible para no disminuir la eficiencia de operación.
 - ★ No generar fuerzas de empuje hacia abajo en el vuelo lateral.
- Ser lo más liviano, compacto y geométricamente sencillo posible.

Decompondremos la justificación de estos requerimientos en ítems individuales:

- ★ Liviandad: Su motivo es mantener el consumo de energía en los motores lo más bajo posible y no exceder su capacidad de operación, esto permite más tiempo de vuelo.
- ★ Compacidad: Tiene razón de ser en que favorece la liviandad, mantiene el centro de masas cerca del centro geométrico (favorece la estabilidad), limita las fuerzas de arrastre en operación (drag) al generar menos área frontal frente a la línea de ataque y limita las fuerzas de cabeceo al incrementar la potencia de forma separada en los motores mejorando la estabilidad (controla el tilting).
- ★ Sencillez geométrica: Abarata los costes de manufactura perjudicando la aerodinámica de la pieza.

El problema de optimización entonces es generar un diseño que cumpla (criterio de aceptación-no aceptación del diseño) lo mejor posible todos estos criterios al mínimo costo.

2. SHIELD:

El SHIELD, se refiere a una PCB (Printed Circuit Board), la cual tiene como funciones:

- Dotar de una organización al cableado del circuito.
- Mitigar el riesgo humano a la hora de colocar componentes con tensiones o señales no apropiadas.
- Servir de puente geométrico para la disposición de los sensores y elementos de radio frecuencia con la estructura.
- Módulo de alimentación de las tensiones de trabajo existentes (12-5-3.3 V).
- Conexión de los periféricos con el Arduino sin la necesidad de una placa de pruebas externa.

2.1.1. Selección de la Técnica de Optimización a Utilizar

2.1.1.1. Estructura:

Dado que nuestro equipo óptimo tiene una gran cantidad de parámetros a optimizar, siendo una buena parte de ellos requerimientos cualitativos o tecnológicos (p.e. la complejidad geométrica), no parece apropiado tratar de parametrizarlos en forma de funciones acotadas por restricciones de dominio. Esto es dado a que además de que esto crea la necesidad de generar una inmensa cantidad de modelos matemáticos que muy probablemente no se puedan mantener todos en el óptimo simultáneamente, generará una tarea que para la gran mayoría de factores no va a ser posible realizar.

Más bien, en vez de eso, proponemos un esquema de optimización multifactores orientado a lo cualitativo donde cada factor se controla mediante la interacción entre sus entradas y sus salidas, que bien pueden relacionarse entre ellas. De esta forma, sabiendo la influencia de un parámetro respecto a los demás, podemos tomar decisiones sobre la forma geométrica del prototipo tratando de mejorar lo más posible la condición de cada uno y, en caso de ser necesario, hacer compromisos entre los factores individuales para no desbalancear la armonía de rendimientos del diseño.

De esa forma, para juzgar si un parámetro se cumple, no pensaremos en función de la diferencia entre el valor objetivo máximo y el medido con las especificaciones actuales de diseño, sino que usaremos nuestro criterio como ingenieros para verificar si los rendimientos presentados son aceptables, priorizando los más relevantes y siendo tan laxos como sea crítico el parámetro para la operación final. Todo esto asistido de las herramientas que consideremos oportunas para verificarlo, tales como presupuesto, factores de seguridad, consulta a expertos, entre otros.

2.1.1.2. SHIELD:

El SHIELD posee muchos parámetros que no tienen dependencia entre sí, o en los que el cambio de uno no afectará en gran medida cambios en el conjunto. Por ello la optimización de la placa se justifica mediante un modelo entrada-salida.

2.2. Planteamiento del Modelo de Optimización

Los modelos de optimización son formas simbólicas de describir la influencia de los parámetros determinantes sobre una función objetivo, pueden ser cualitativos o cuantitativos. De su uso y puesta a punto depende el rendimiento relativo de un prototipo o sistema, su aplicación es extensiva en las ciencias de decisión (p.e. en la investigación de operaciones). A continuación mostraremos el modelo generado para nuestros dos componentes relevantes:

2.2.1. Estructura

Para nuestro modelo, dada su naturaleza, expondremos cada función objetivo por individual con sus factores determinantes. Trataremos de comentar cómo se relacionan entre ellos en cuando como se afectan entre ellos, si no hay comentario se supondrá que son independientes:

- Criterios de integridad mecánica (resistencia, fatiga, deformaciones, vibraciones)
 - ★ Material
 - ★ Cargas
 - ★ Espesor de paredes y secciones
 - ★ Longitud de vigas
 - ★ Tiempo de vida requerido
 - ★ Resistencia al impacto
- Conveniencia de la distribución del espacio interno en cuanto a integridad de los componentes
 - ★ Espacio interno libre
 - ★ Tolerancias de ensamble
 - ★ Distribución de elementos
- Ergonomía de ensamblaje y manutención
 - ★ Método de apertura
 - ★ Tolerancias de ensamble
 - ★ Número y ubicación de entradas al interior
 - ★ Distribución de elementos
 - ★ Requerimientos de mantenimiento
 - ★ Complejidad geométrica
- Aerodinámica
 - ★ Peso
 - ★ Compacidad
 - ★ Suavidad de la geometría
 - ★ Configuración de vuelo
 - ★ Acabado superficial
- Costos
 - ★ Complejidad geométrica
 - ★ Peso

- ★ Tamaño
- ★ Tiempo de fabricación

2.2.2. SHIELD

El SHIELD puede verse para nuestro diseño como un sistema que tiene de entradas las siguientes variables:

- Ancho de pista.
- Espesor del cobre.
- Número de elementos a soldar.
- Diámetro de perforación.
- Material de la PCB (Variable Cualitativa).
- Área.
- Número de pistas.
- AntiSolder (Variable Cualitativa).
- Planos de Masa (Variable Cualitativa).

Y de salida las siguientes variables:

- Cantidad de capas.
- Costo.
- Índice de protección.

El modelo prioriza la reducción del costo y para ello las modificaciones en las entradas fueron las siguientes:

El ancho de pista fue reducido de 0.5 mm a 0.2 mm ya que de acuerdo a la norma ANSI / IPC-2221/IPC-2221A para el diseño de PCB, el ancho mínimo podía ser desde los 0.01 mm hacia arriba puesto que el consumo de corriente máximo esperado en la PCB serán 120mA.

El espesor de cobre también se redujo porque para los servicios de impresión del circuito esto aumenta el costo en un 20%. Por lo que el espesor quedo en 1oz/ft² a 2oz/ft² como se había planteado al principio.

Los diámetros de perforación fueron mantenidos en 1 mm, ya que solo se sube el costo cuando están por debajo de los 0.2mm.

El número de elementos a soldar fue reducido eliminando casi todos los que servían como fuente de alimentación adicionales porque no tenían una utilidad más allá de escalar el circuito para nuevos dispositivos, y ello hace imperativo el rediseño de la PCB.

El área de 10.2 x 6 cm² no se vio alterada porque proporcionaba el espacio requerido para su acople con el Arduino.

El antisolder y los planos de masa son materiales que se agregan para dotar de mayor protección a los caminos del circuito en cuanto a la soldadura, distribución de la potencia a sobrecalentamientos, señales inalámbricas de ya sea alta o baja frecuencia, como lo es ruido o vibraciones. No representan costo adicional, lo único importante es que para un plano doble capa, como resultó siendo esta PCB por disposiciones geométricas, debe separarse las señales de alta frecuencia de las de baja.

2.3. Resultados y Discusión de los Resultados del Proceso de Optimización

2.3.1. Estructura:

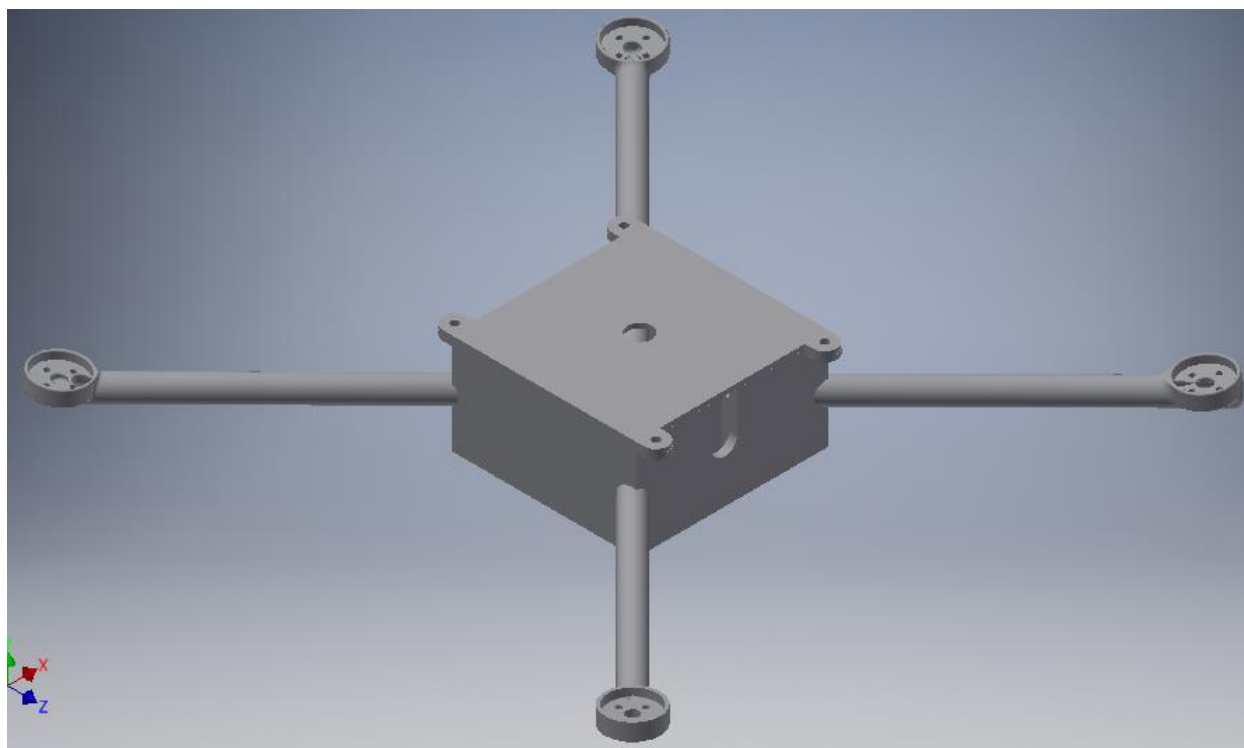


Figura 1 - Primera versión de la estructura.

El diseño preliminar generado para la estructura del dron era bastante sencillo en apariencia, manejando agujeros exteriores para el cableado, uniones con adhesivos potentes para las junturas entre el bloque principal y los brazos de los motor, separaciones rígidas entre componentes y un enfoque en apiñar todos los componentes en el bloque central.

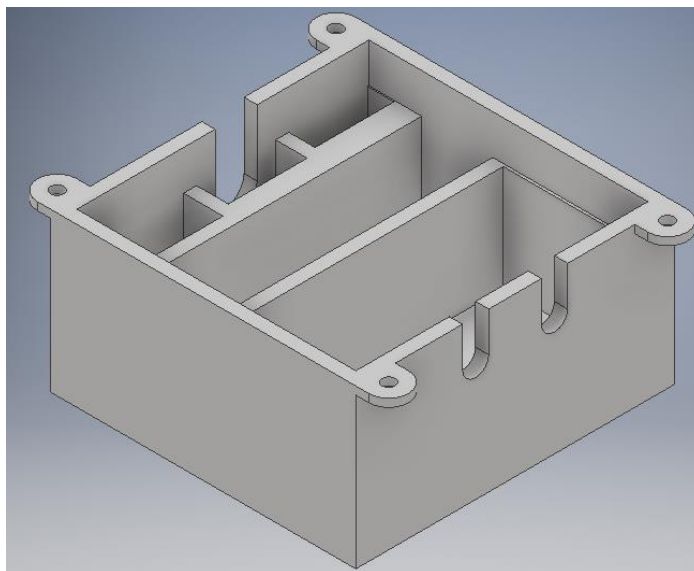


Figura 2 - Primera versión del bloque.

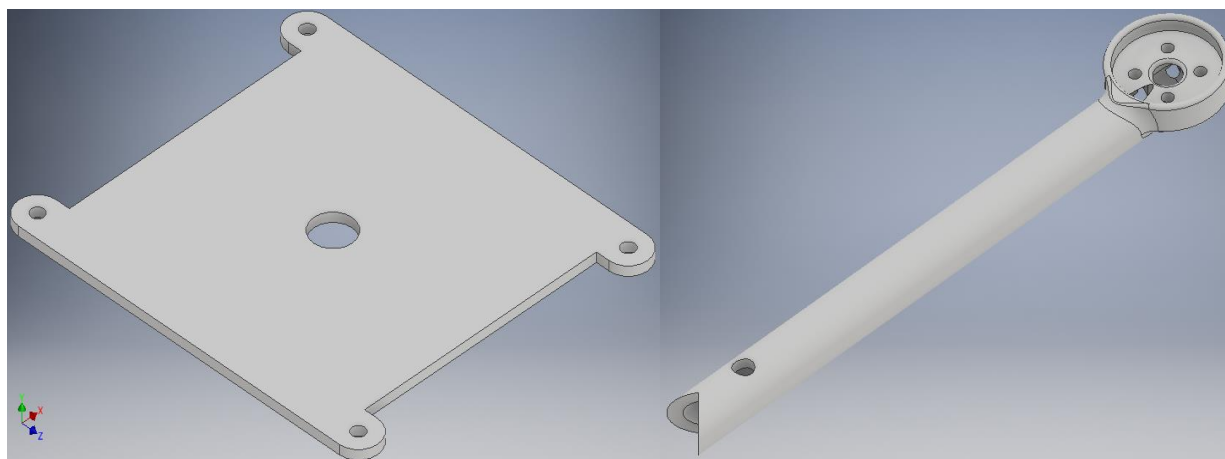


Figura 3 - Primera versión de la tapa y los brazos.

Este diseño tenía muchas falencias. Usaba espesores de pared muy grandes aumentando el peso, hacía uso de geometrías altamente complejas en algunas partes (p.e. los brazos) aumentando el costo, estaba sujeto a la pericia del ensamblador quien debía tener muy buena destreza manual para no afectar significativamente la configuración geométrica del sistema, hacía complicado sino imposible el paso de

cables a través de las secciones, no permitía un buen ángulo de visión de cámara, y en general, era muy voluminoso y poco compacto.

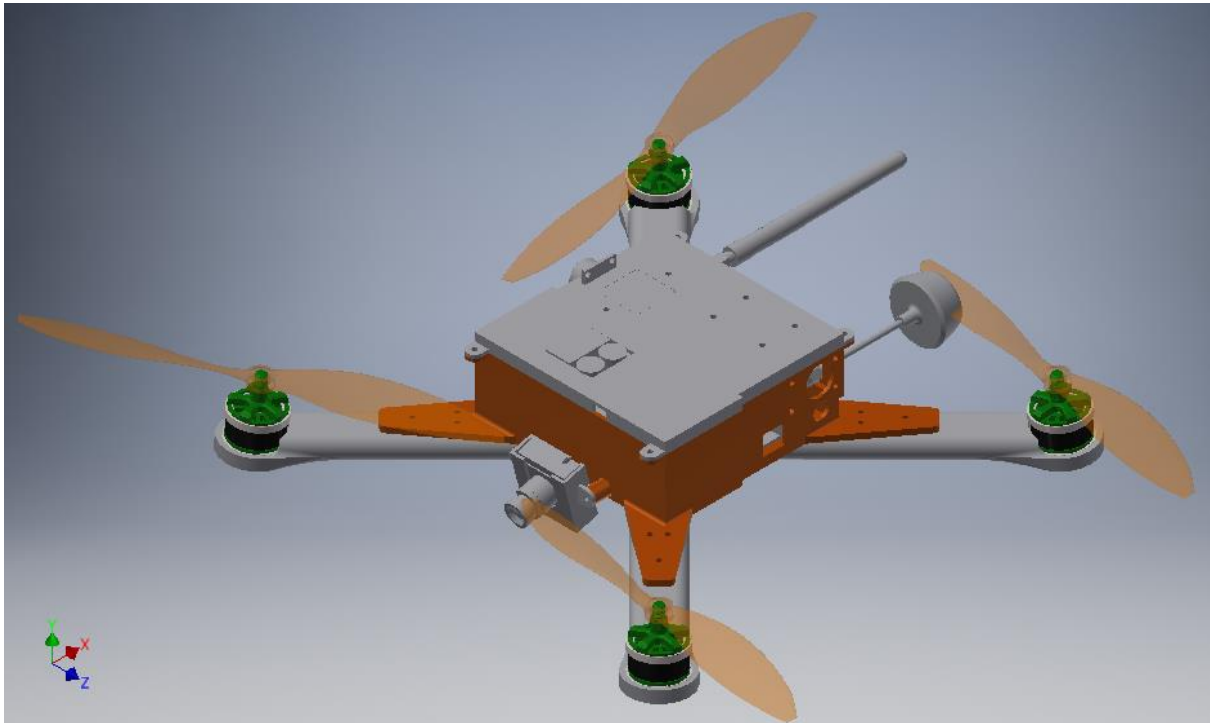


Figura 4 - Ensamblaje total segunda versión, vista isométrica de tope.

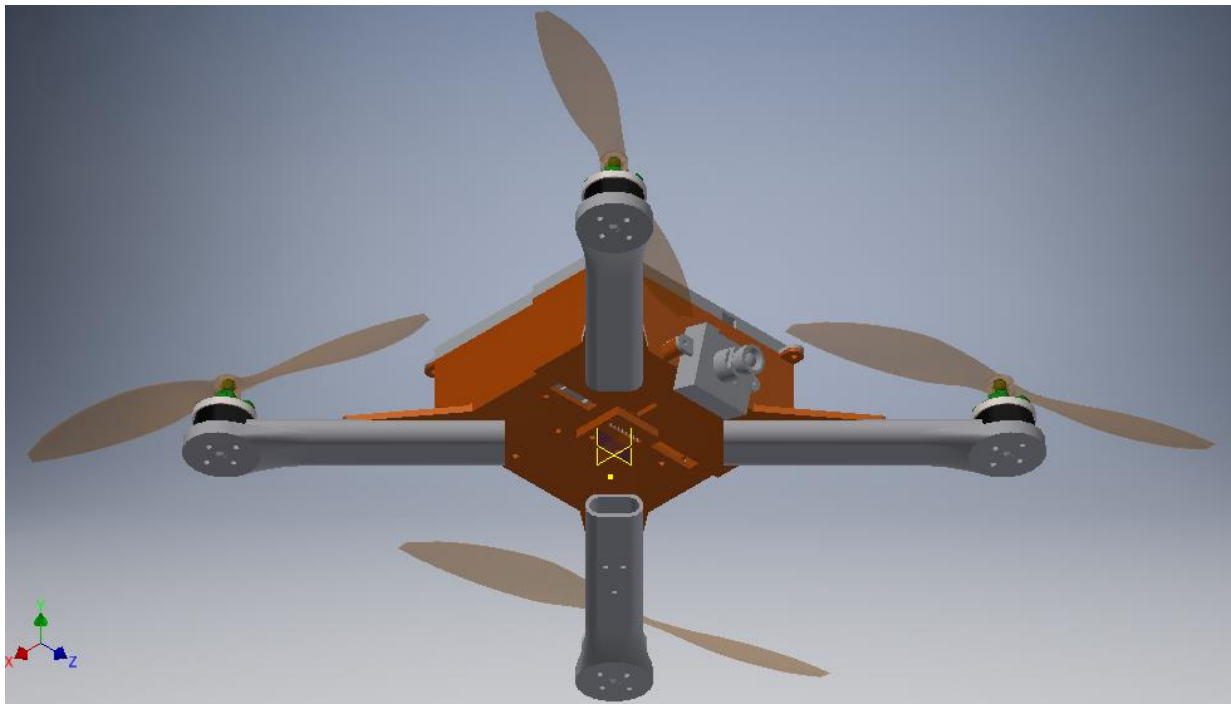


Figura 5 - Ensamblaje total segunda versión, vista isométrica de fondo.

La segunda versión de la estructura era bastante más compleja en sus geometrías (además de requerir el uso de algunas piezas pequeñas adicionales de ensamble con el fin de encajar algunos componentes de forma óptima para su funcionamiento), permitiendo mejor distribución de los espacios internos con menos paredes y volumen interno en la cavidad principal, favorecía un ensamblaje ergonómico y no era muy nefasta en cuanto a su relación aerodinámica con el medio (tenía menos área de ataque), permitía una buena ubicación de cámara, cuidados a las partes electrónicas internas, fijación de los componentes a la estructura, juntas de fácil implementación, mantenimiento operativo, pase sencillo de cableado, buena ubicación de los componentes internos (sobre todo el acelerómetro que era el componente vital para la estabilidad) y mejoraba las especificaciones mecánicas del sistema.

Tenía los defectos de mantener grandes espesores de pared (prom. 5 mm.), un peso elevado y necesidad de mecanizado importante en algunas áreas. En cotización presentaba un precio pleno absolutamente impagable dado el presupuesto con el que contábamos (1'400.000), aunque su error más grande era realmente un solape entre las hélices y la antena de la cámara.

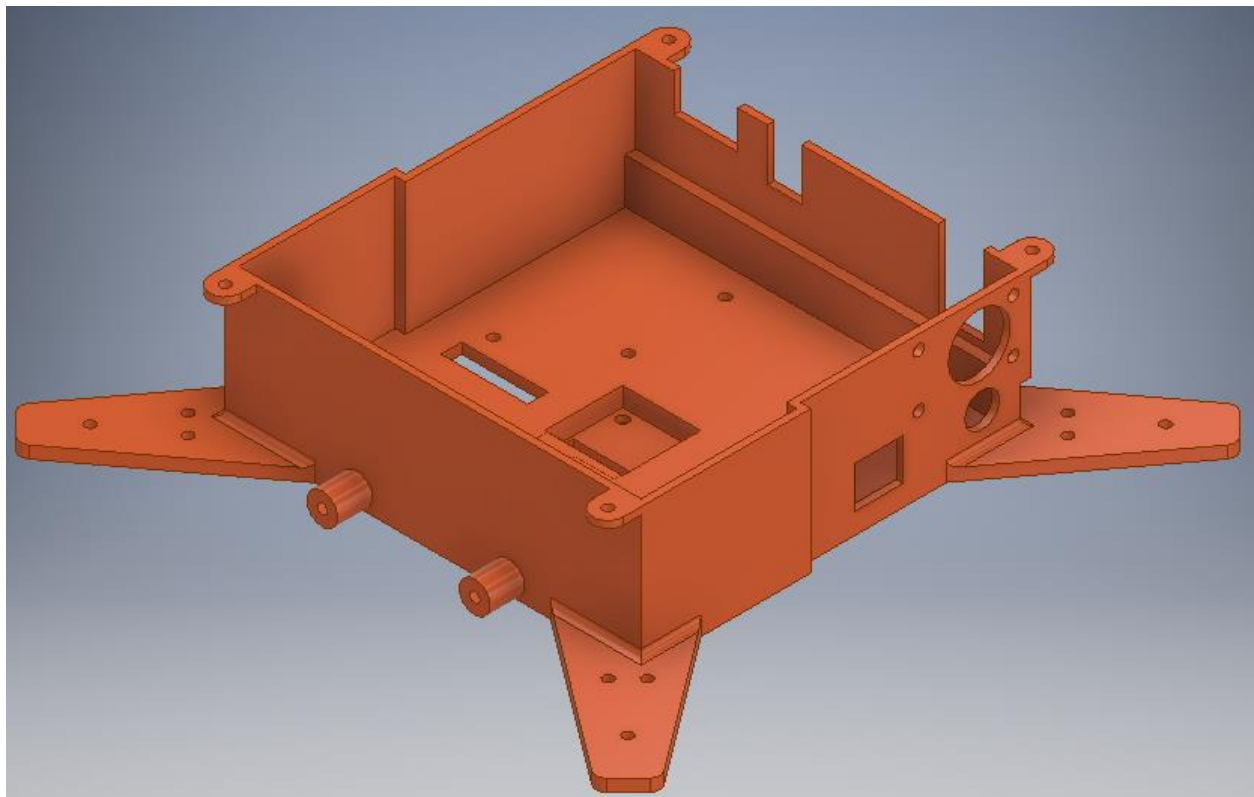


Figura 5 - Bloque, segunda versión, vista isométrica.

Por este motivo, decidimos reducir los espesores de pared (prom. 2.5mm, lo cual dañaba grandemente la resistencia mecánica de las secciones sometidas a carga), a lo cual se hizo cambio en el material a utilizar de ABS a PETG, que tiene unas propiedades mecánicas al menos 10 veces mejores, se cambió la ubicación de la antena de la cámara mediante el uso de una pieza adicional, se terminaron de ajustar las posiciones de los agujeros, se corrigió el asunto de las secciones que requerían mecanizado y se incluyó un pequeño separador para distanciar la LiPo de las placas de circuitos integrados. Esto constituyó el diseño final de la estructura.

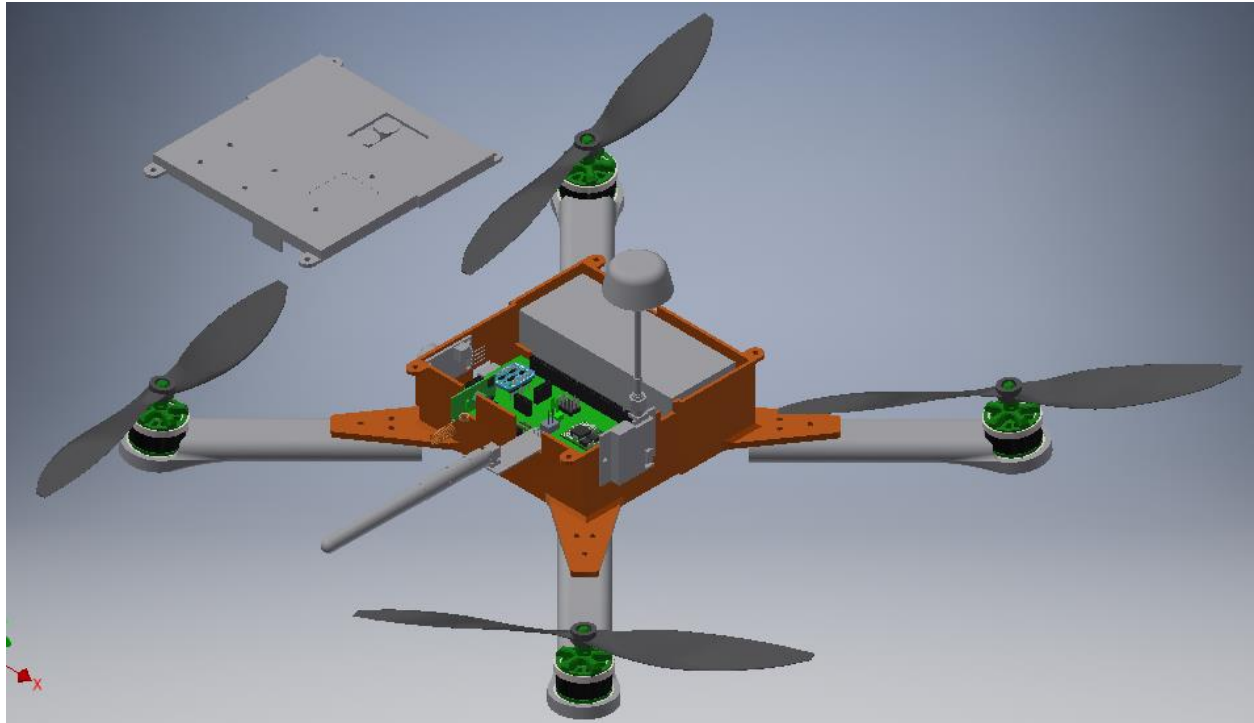


Figura 6 - Bloque, versión final, vista isométrica.

2.3.2. SHIELD:

Para el proceso de diseño del SHIELD mostramos la primera versión y la última de forma que se aprecien las correcciones entre los diseños. Notamos especialmente que tras una revisión de los cálculos electrónicos de requerimiento energético, concluimos que no era necesario usar dos reguladores de corriente sino solo uno, evento que simplificó mucho el diseño del componente:

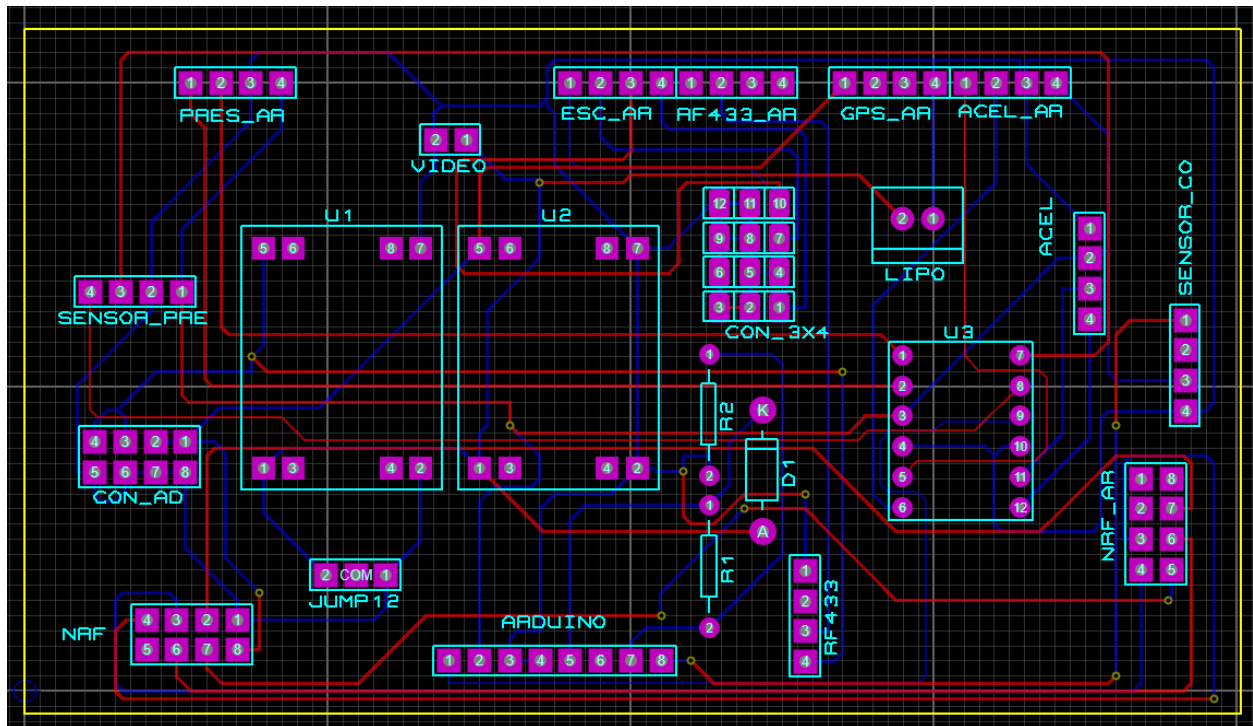


Figura 7 - Primera versión del SHIELD.

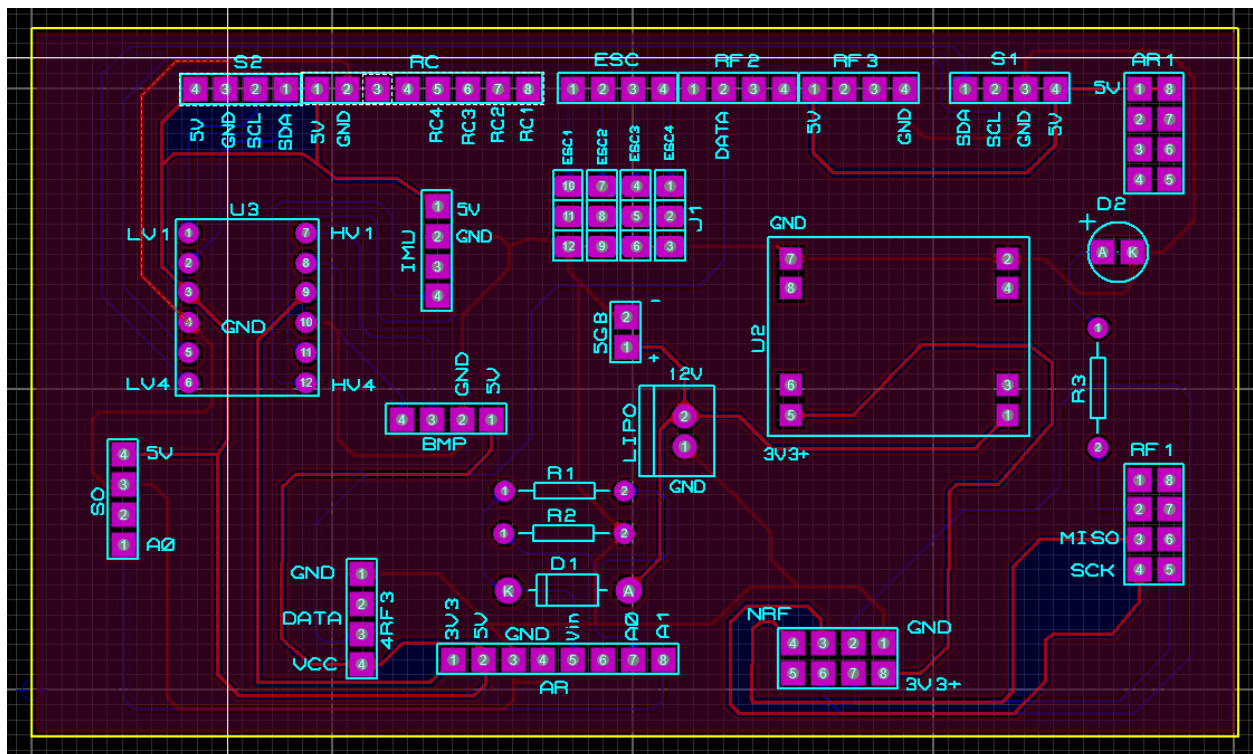


Figura 7 - Segunda y última versión del SHIELD.

Gracias a los cambios realizados, el costo de la PCB pudo ser reducido en mas del 15%.

2.4. Aplicación de los Resultados del Proceso de Optimización al Diseño del Prototipo

2.4.1. Estructura:

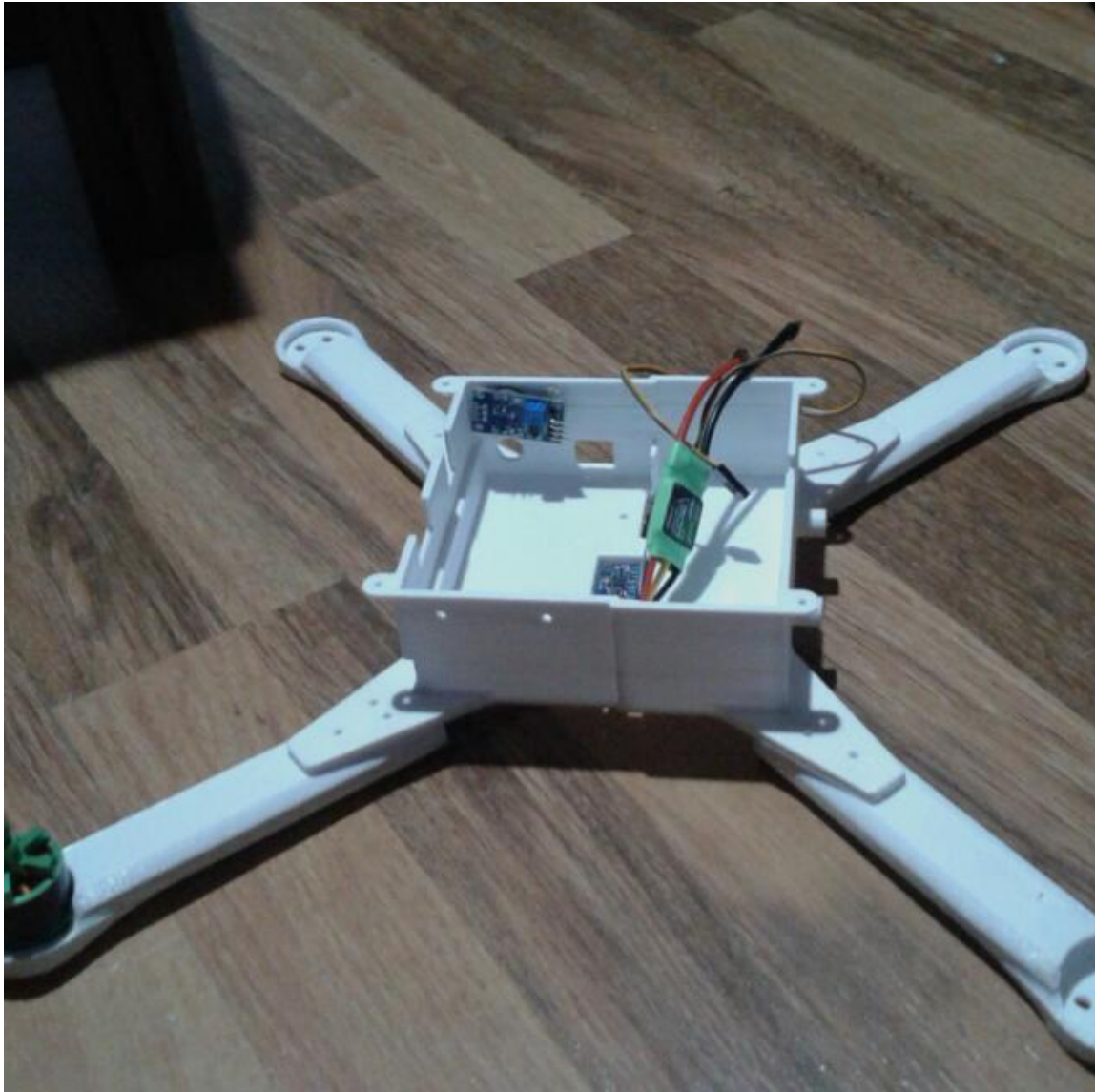


Figura 8 - Prototipo construido de las partes estructurales de la estructura.

Al final del proceso de diseño obtuvimos un producto que cumplía con todas las especificaciones cualitativas de diseño y que se mantenía en los márgenes apropiados de sus especificaciones cuantitativas.

Las simulaciones de componentes mecánicos fueron realizadas con el software Z88 AURORA V3 (freeware), dando como resultado al interpretar los datos una vida útil de 5 años con uso diario del equipo (recordemos que los polímeros no presentan vida infinita), deflexiones en vigas de menos de 1mm de magnitud y un factor de seguridad estático muy elevado. El componente vibraciones fue simulado con una versión lite del software ANSYS 18 mediante la metodología de análisis modal, las vibraciones se encuentran en el rango seguro inferior al 75%.

Las simulaciones de túnel de viento fueron realizadas con una versión académica de AUTODESK FLOW DESIGN V2.7 en configuración 2D, a lo que muestran que el desarrollo pleno del flujo se presenta después de 5min de iniciado el desplazamiento en cualquier dirección simulado en tiempo real (el equipo se piensa para movimiento continuo tan largo), con el desprendimiento de capa límite bastante atrás del borde de fuga del objeto (en su punto crítico, se genera una familia teórica de vórtices turbulentos), los coeficientes de arrastre se estabilizan rápidamente en valores inferiores a la unidad, y la presión y velocidad en vecindades de los bordes rectos (eso es dado por el diseño a la manera de bloque) no crecen más de un 20%, esto simulado con una velocidad de ataque de 10m/s (la real está dimensionada en 8.33m/s).

Reconocemos que el diseño conceptual de dron aeronave requería el uso de perfiles alares para los brazos y figuras redondeadas. Se hizo el intento de usar estos perfiles y se llegó a la conclusión de que su relación de área interior (por donde pasan cables) contra la aerodinámica del perfil no ameritaba su uso, por este motivo se procedió a usar geometrías oblongas que si bien no generaban sustentación, al menos limitaban el arrastre. Aunque el diseño requería el uso de formas aplanadas para limitar el arrastre, la relación de área a volumen interior aumentaba mucho, lo que junto a la complejidad incremental aumentaba demasiado el precio final del prototipo. Al final pudimos tener una reducción final de costos de un poco más del 70%,

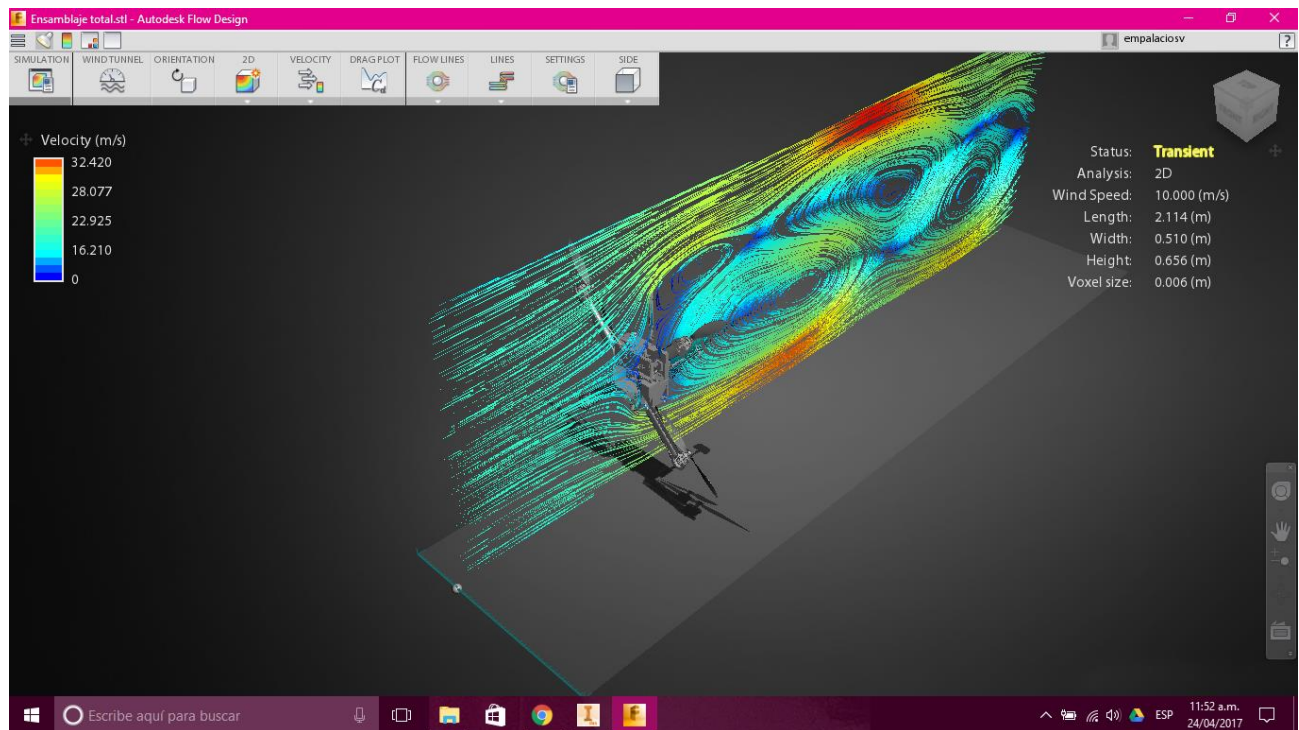


Figura 9 - Simulación de túnel de viento.

2.4.2. SHIELD:

Lo único que cambió fueron la disposición de ciertas cavidades en la estructura, con el fin de dar espacio para su montaje.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Nuestros requerimientos de diseño, dada la cantidad de variables, y sobretodo, siendo estas de carácter cualitativo, elevan a una gran complejidad la creación de un modelo de optimización basado en las metodologías que se nos fueron explicadas en clase para este propósito.

Se requiere en la validación del prototipo, el diseño de experimentos para verificar requerimientos como los alcances de señales inalámbricas del dron que directamente dan su rango de operación.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1]http://www.e-radiocontrol.com.ar/?Motores_Brushless
- [2]<http://www.haoyuelectronics.com/Attachment/MQ-9/MQ9.pdf>
- [3]<http://tdrobotica.co/>
- [4]<https://www.vistronica.com/comunicaciones/modulo-rf-transmisor-y-receptor-433mhz-detail.html>
- [5]<http://www.haoyuelectronics.com/Attachment/MP1584/MP1584.pdf>
- [6] <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf>
- [7] http://www.sigmaelectronica.net/manuals/Tarjeta%20L3GD20_2.pdf
- [8][https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_\(GPS.G6-HW-09005\).pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_(GPS.G6-HW-09005).pdf)
- [9] <http://www.mactronica.com.co/>
- [10]http://www.atmel.com/Images/Atmel-2549-8-bit-AVR-Microcontroller-ATmega640-1280-1281-2560-2561_datasheet.pdf
- [11] http://www.sokolmodel.wz.cz/P-51/Turnigy_ESC.pdf
- [12]https://es.wikipedia.org/wiki/Circuito_impreso#M.C3.A9todos_t.C3.ADpico_para_la_producci.C3.B3n_de_circuitos_impresos
- [13] <http://www.drivecalc.de/>
- [14]https://hobbyking.com/en_us/
- [15] <https://oscarliang.com/quadcopter-motor-propeller/>
- [16][https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2266912-DJI-E300-\(2212-920KV\)-Motor-Prop-Testing](https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2266912-DJI-E300-(2212-920KV)-Motor-Prop-Testing)
- [17]<http://www.myrcmart.com/rcx-2212-920kv-brushless-motor-for-dji-style-prop-ccw-p-8028.html>
- [18]https://www.alibaba.com/product-detail/4x-MARSPower-MX2212-920KV-Brushless-Motor_2017967584.html
- [19] <https://www.youtube.com/watch?v=irXKHZNlw58>
- [20]<https://www.youtube.com/channel/UCpJ5uKSLxP84TXQtwiRNm1g>
- [21] Victor L Streeter. Mecánica de los fluidos. 8va edición.
- [22] kimerius.com/app/download/5784800258/Diseño+de+perfiles+aerodinámicos.pdf
- [23] www.parrot.com/forums/thread/tilt-angle/
- [24] Manual de diseño de aeroperfiles, método NACA. Recogido online.
- [25] Fundamentos de diseño de estructuras aeronáuticas. Universidad Rey Juan Carlos. Repositorio virtual universitario.

ANEXOS

Se anexa un documento .ZIP con imágenes de las simulaciones que consideramos si tienen un gran valor para la ejecución del proyecto, las de túnel de viento usando el software AUTODESK FLOW DESIGN V2.7.

Se anexa también un archivo en Excel con el procedimiento de linealización del conjunto hélice motor.